

Исследование аэродинамических характеристик самолета при попадании в зону турбулентности ясного неба и вопросы безопасности полета

© В.В. Вышинский¹, К.Т. Зоан²

¹Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, 140180, Россия

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), г. Долгопрудный, 141701, Россия

Сдвиговые течения в атмосфере приводят к образованию зон турбулентности ясного неба (ТЯН). При характерном размере по горизонтали от 20 км до 2000 км эти зоны могут иметь толщину менее 1000 м, что затрудняет их обнаружение и создание эффективных систем поиска обходных путей. Зоны интенсивной ТЯН встречаются на высотах до 30 км и выше. Основная особенность ТЯН в том, что возникает она не в облаках, а в чистом небе с хорошей видимостью, где метеорологический радиолокатор не может их уловить, а экипаж — подготовиться. Ежегодно в мировой гражданской авиации фиксируются около 750 случаев попадания самолетов в зоны ТЯН. В данной работе на базе профилей атмосферы, взятых из эксперимента, в рамках краевой задачи для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса строится сеточное решение, моделирующее крупномасштабную турбулентность атмосферы. На базе полученного решения в рамках инженерного метода формируются когерентные вихревые структуры, взаимодействие с которыми в предположении гипотезы замороженного поля возмущенных скоростей позволяет оценить возможные приращения аэродинамических сил и моментов, а также смоделировать ситуацию попадания самолета в зоны ТЯН.

Ключевые слова: когерентные вихревые структуры в атмосфере, турбулентность ясного неба, безопасность полетов, краевые задачи для уравнений в частных производных, осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса, метод дискретных вихрей, панельные методы

Введение. Природа турбулентности ясного неба (ТЯН) до конца не изучена. Возможными причинами ее возникновения могут быть горные волны [1]. Это один из главных источников ТЯН на больших высотах. Область турбулентности в 2–3 раза превышает высоту гор, и при скорости ветра 30 м/с зоны интенсивной ТЯН достигают высоты 75 км. Орографическая ТЯН на малых высотах связана с конвекцией, возникающей в нижних слоях атмосферы в результате неоднородного нагрева подстилающей поверхности. При подъеме и охлаждении воздуха происходит конденсация паров воды, образуются облака, зоны турбулентности становятся видимыми, и это уже не ТЯН. Однако известны случаи возникновения ТЯН, обусловленной конвекцией вблизи грозных очагов и облаков.

Турбулентность ясного неба больше известна по проявлениям [2, 3]. Создание реактивной авиации вывело самолеты на большие высоты полета (10...12 км), где воздух более разрежен. Это снижает управляемость самолета, к тому же считалось, что атмосфера на этих высотах более спокойна. Наличие областей ТЯН выяснилось не сразу. Первые реактивные самолеты столкнулись с загадочным явлением: самолет подхватывало, забрасывало на большие углы атаки, и он входил в плоский штопор. Так, в 1957 г. потерпел крушение бомбардировщик Ту-16, а 17 октября 1958 г. на высоте 10 км попал в зону ТЯН, вошел в плоский штопор и разбился пассажирский самолет Ту-104. Пилот самолета Гарольд Кузнецов успел сообщить о «подхвате».

Высотная ТЯН привела к гибели нескольких английских пассажирских самолетов «Комета» и двух американских бомбардировщиков Б-52. Примечательна катастрофа самолета Б-720, произошедшая 12 февраля 1963 г. вблизи Майами [3]. В результате попадания в зону ТЯН самолет задрал нос почти вертикально при полной отдаче штурвала от себя и стал падать. Авиагоризонт уходил за ограничитель, самолет подбрасывало вверх и вниз вплоть до полной потери скорости, в течение 90 с он снизился на 8 км, причем скорость снижения достигла 300 м/с, а перегрузка изменилась от +3,2 до -1,4.

В целях поиска аэродинамических средств повышения уровня безопасности полета при попадании самолетов в зоны ТЯН в данной работе моделируется ТЯН на больших высотах, обусловленная вертикальным сдвигом ветра, возникающим в результате резких изменений направления воздушного потока в относительно тонких слоях атмосферы. Это часто происходит в областях столкновения струйных потоков, сходящихся под разными углами [4].

Постановка задачи. Рассмотрена задача попадания самолета МС-21 в зону высотной ТЯН. Для генерации крупномасштабных вихрей решается краевая задача (КЗ) для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса (RANS) с двухпараметрической $k-\omega$ SST-моделью турбулентности в трехмерной области, размеры которой по осям $x \times y \times z$ составляют соответственно $10 \times 10 \times 26$ км³ (рис. 1).

В качестве граничных условий взяты профили атмосферы [5], определенные экспериментально (рис. 2). Полученное решение моделирует крупномасштабную когерентную вихревую структуру (КВС), которая соответствует заданным на границах исследуемой области профилям скорости ветра, плотности и температуры.

Формирование начальной двумерной вихревой структуры в потенциальном приближении дискретными вихрями с ядром вихря Рэнкина выполняет фильтрацию атмосферных возмущений: рассматриваются вихри с вектором завихренности, параллельным траектории полета, что обуславливает длительное воздействие на самолет.

Подобный подход реализован в работах [6–8], в которых рассмотрены КВС, возникавшие при обтекании атмосферным ветром пролетных сооружений объездной дороги вблизи аэропорта и горного массива.

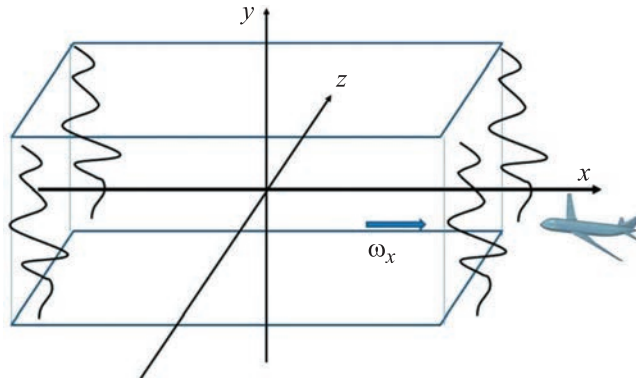


Рис. 1. К постановке задачи

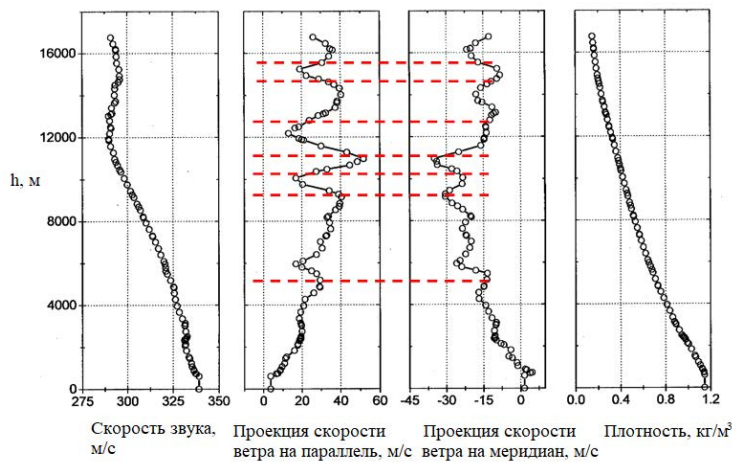


Рис. 2. Профили скорости звука (или температуры $a = \sqrt{\gamma RT}$), компонент скорости ветра и плотности по высоте

Предложен и реализован следующий алгоритм аппроксимации начального поля дискретными вихрями. Задается некоторое (приобретается с опытом) число максимумов ω_{\max} и минимумов ω_{\min} . В окрестности экстремумов в итерационной процедуре

$$R_v^{n+1} = R_v^n + h,$$

где R_v — радиус окружности с центром в экстремуме; h — локальный шаг расчетной сетки, на каждом из которых суммируется поток завихренности внутри круга радиуса R_v^n и по теореме Стокса

$$\Gamma = 2\pi R_v V_\tau = \iint_{C_v} \omega_z dx dy$$

определяется величина скорости V_τ , касательной к контуру C_v границы области интегрирования (окружности радиуса R_v^n). Достижение максимума позволяет определить радиус данного ядра R_v .

При моделировании эволюции, сформированной КВС, учитывается уменьшение циркуляции (рис. 3). Для аппроксимации представленной зависимости использована формула

$$\Gamma(t) = \Gamma_0 K(t),$$

где $K(t) = A + B/t^m$, константы $A = 200$, $B = 1400$, $m = 0,9$ найдены из аппроксимации графика на рис. 3 [9, 10] при $q = 1$ м/с.

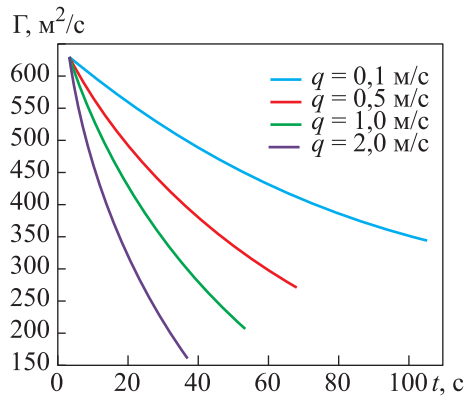


Рис. 3. Циркуляция вихря в зависимости от времени при разных уровнях атмосферной турбулентности q

По полученному полю продольной компоненты завихренности ω_x при заданном числе максимумов и минимумов формируется начальная структура. Ее хаотическое поведение моделируется динамическим хаосом вполне детерминированной системы дискретных вихрей, для возникновения которого необходимо, чтобы система была нелинейна и существенно зависела от начальных условий.

Результаты численного моделирования. Расчетная сетка построена в среде ANSYS Fluent Meshing. Применен алгоритм последовательного сгущения сеток. Число узлов первой сетки — 391 429. Выполнено 40 000 итераций с шагом по времени $dt = 0,02$ с. Полученное решение использовано в качестве начального приближения при расчете на сетке 13 570 425 узлов. Вид расчетной области и вид сетки приведены на рис. 4. Расчет выполнен при среднем уровне турбулентности, сделано 8000 итераций с шагом по времени $dt = 0,001$ с.

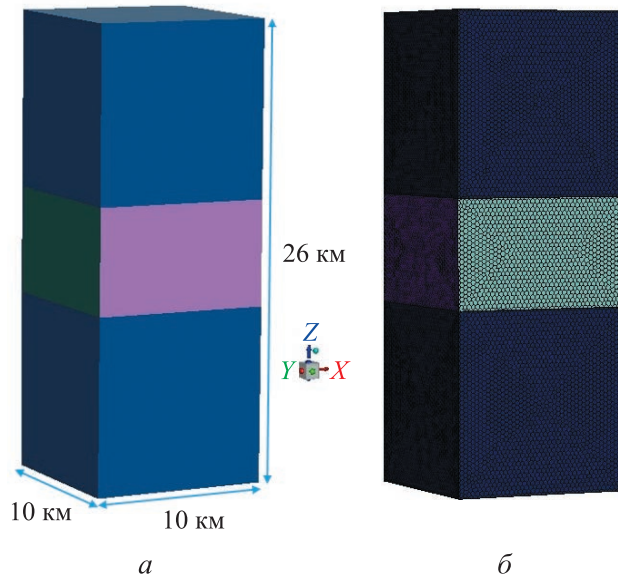


Рис. 4. Виды расчетной области (а) и сетки (б)

Моделируется полет вдоль оси x . Рассматривается сечение $X = 2500$ м. Поля горизонтальной W и вертикальной V компонент скорости в этом сечении приведены в области $1000 < Z < 9000$ м; $8000 < Y < 14000$ м (рис. 5). Поле продольной компоненты завихренности ω_x , а также положения ядер вихрей начальной когерентной структуры показаны на рис. 6.

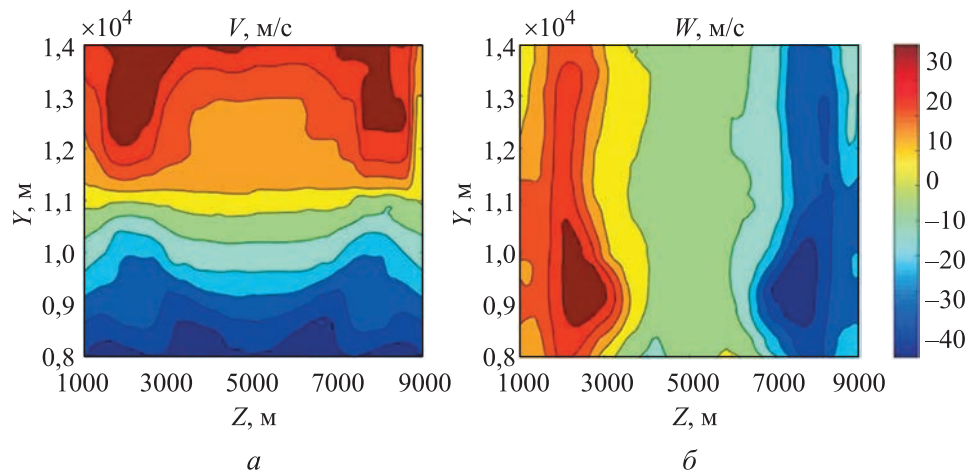


Рис. 5. Поля вертикальной V (а) и горизонтальной W (б) компонент скорости в сечении $X = 2500$ м

Поля завихренности в сечении $X = 2500$ м моделируются дискретными вихрями Рэнкина: пять положительных и пять отрицательных вихрей. Красными кружками отмечены вихри с положительной

циркуляцией (вращение против часовой стрелки), синими — с отрицательной циркуляцией. При моделировании ситуации вхождения в зону ТЯН на пилотажном стенде или авиатренажере эту структуру можно запустить в реальном времени. Динамика вихрей в этом случае сделает для пилота попадание в зону ТЯН всегда неожиданным.

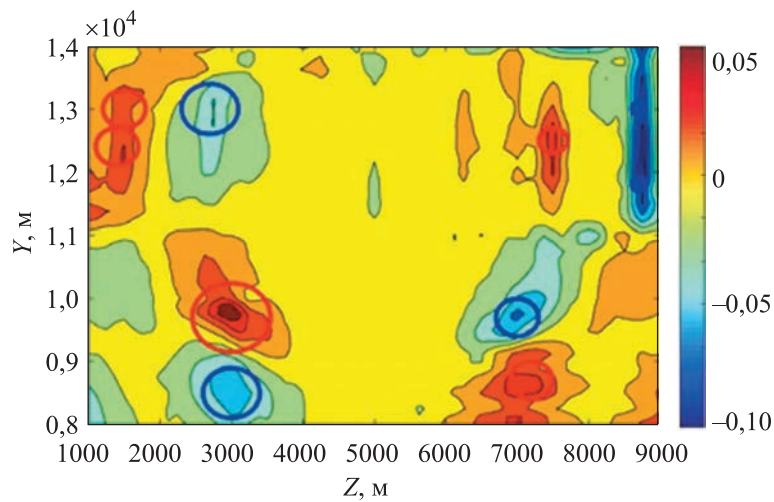


Рис. 6. Поля продольной компоненты завихренности ω_z и начальная структура, моделирующая КВС в сечении $X = 2500$ м

Эволюция КВС в двумерном приближении приведена на рис. 7, развёртка траекторий этих же вихрей во времени по продольной компоненте скорости ветра с учетом взаимодействия всех вихрей КВС со всеми представлена на рис. 8.

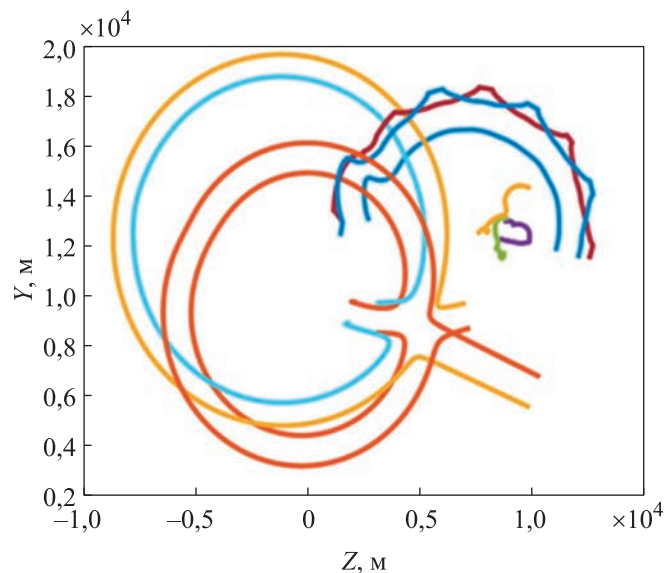


Рис. 7. Динамика КВС в двумерном приближении

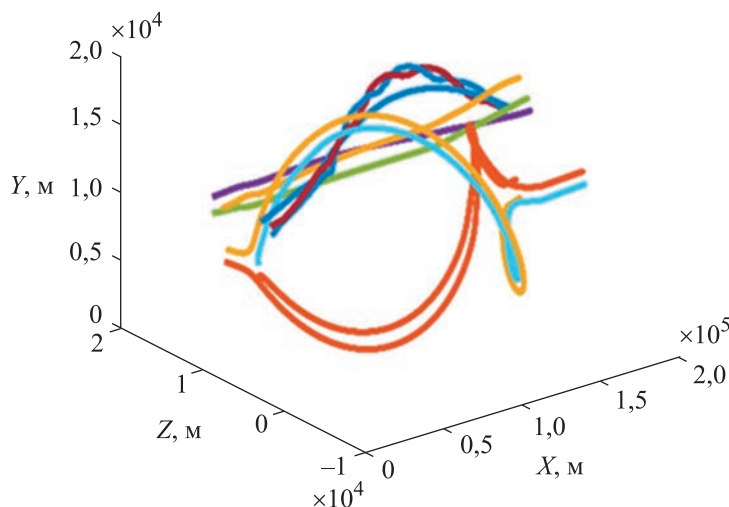


Рис. 8. Динамика 10 вихрей, моделирующих КВС в трехмерном приближении (развертка по скорости ветра)

Следует обратить внимание на то, что область эволюции КВС в приближении двумерных вихрей превосходит размеры области сеточного моделирования исходной крупномасштабной турбулентности.

Аналогичные расчеты в сечении $X = 7500$ м (рис. 9) демонстрируют степень трансформации КВС по пространству и приемлемости инженерной модели в рамках двумерного подхода. При реализации данного подхода на пилотажных стендах и авиационных тренажерах одно решение, полученное сеточным методом, может быть использовано для нескольких реализаций КВС, например, как в данном случае, для шести сечений ($X = 2500, 5000, 7500$ м и $Z = 2500, 5000, 7500$ м).

При полете через зону ТЯН по другой траектории требуется рассмотреть иную плоскость — ортогональную вектору скорости полета. По ней фиксируется иная КВС, моделируются ее эволюция и стохастика поведения. Эти КВС взаимодействуют между собой, и под влиянием атмосферного ветра система эволюционирует во времени.

Рассматривается пассажирский самолет типа МС-21 [11] (рис. 10), попадающий в КВС ТЯН при горизонтальном полете со скоростью 236 м/с. Поверхность самолета разбита на 876 панелей.

Полученные при расчете приращения аэродинамических сил и моментов на самолете в сечении $X = 2500$ м области моделирования приведены на рис. 11. Результаты представлены в виде полей параметров в данном сечении и в виде распределений этих же параметров по высоте полета. Веер кривых с шагом 100 м соответствует различному боковому отклонению. Максимальные значения приращения коэффициента сопротивления равны 0,0035, причем как положительные, так и отрицательные (рис. 11, а).

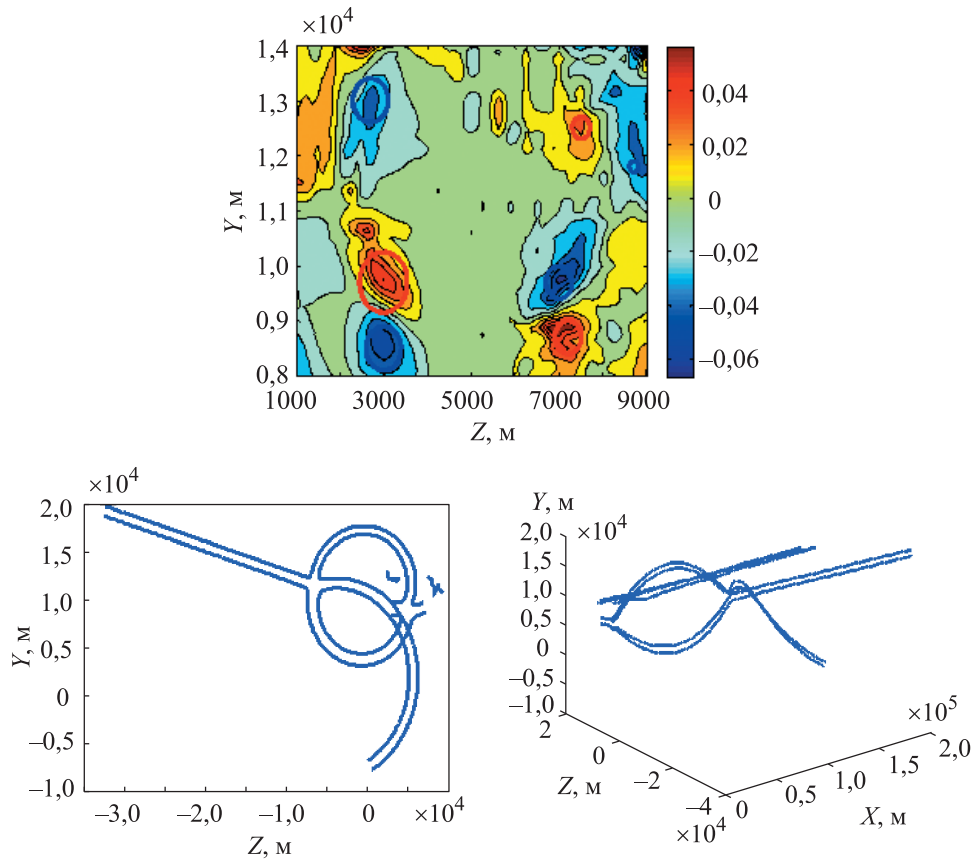


Рис. 9. Результаты моделирования для сечения $X = 7500$ м (аналогичны результатам моделирования для $X = 2500$ м, приведенным на рис. 6–8)

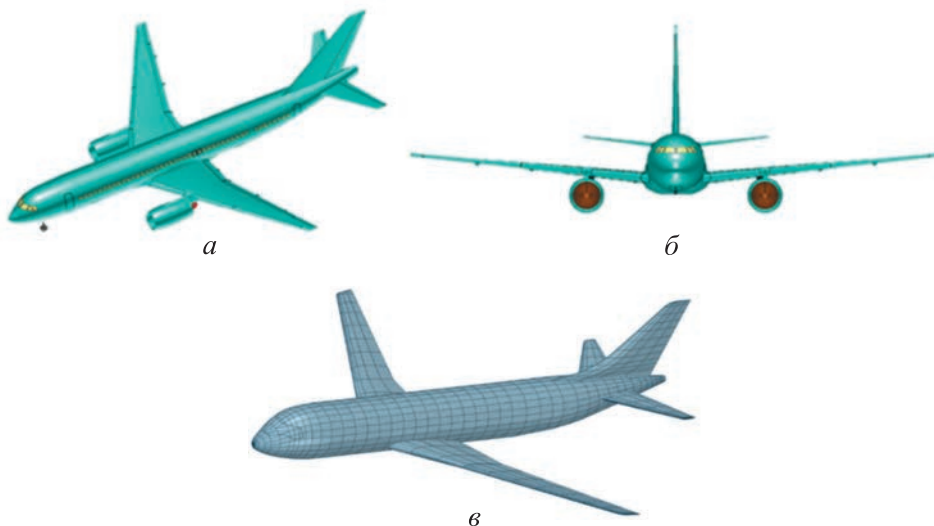


Рис. 10. Общий вид самолета MC-21 (а, б) и схема разбиения на 876 панелей (в)

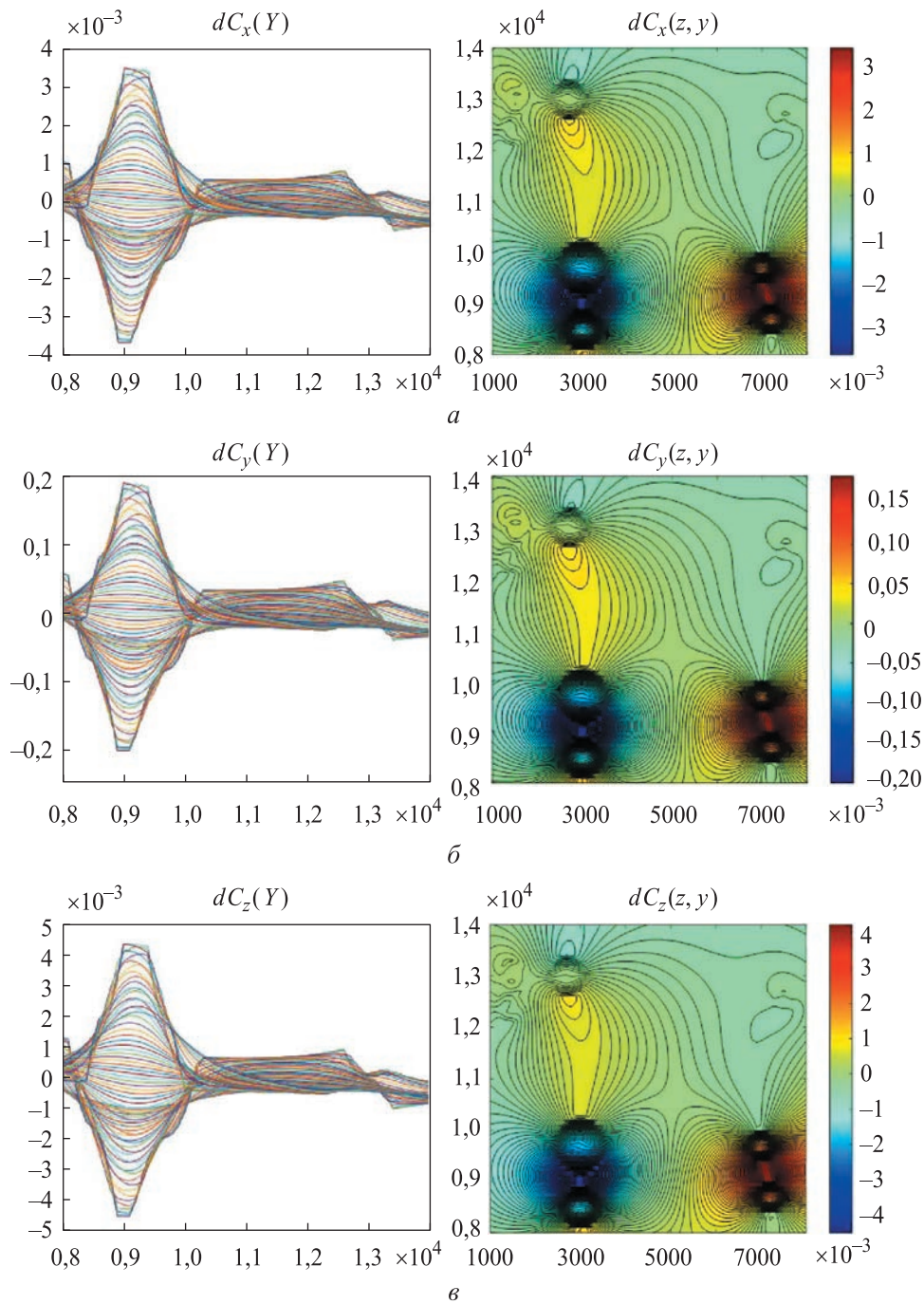


Рис. 11 (начало). Приращения коэффициентов сопротивления (а), подъемной (б) и боковой (в) силы

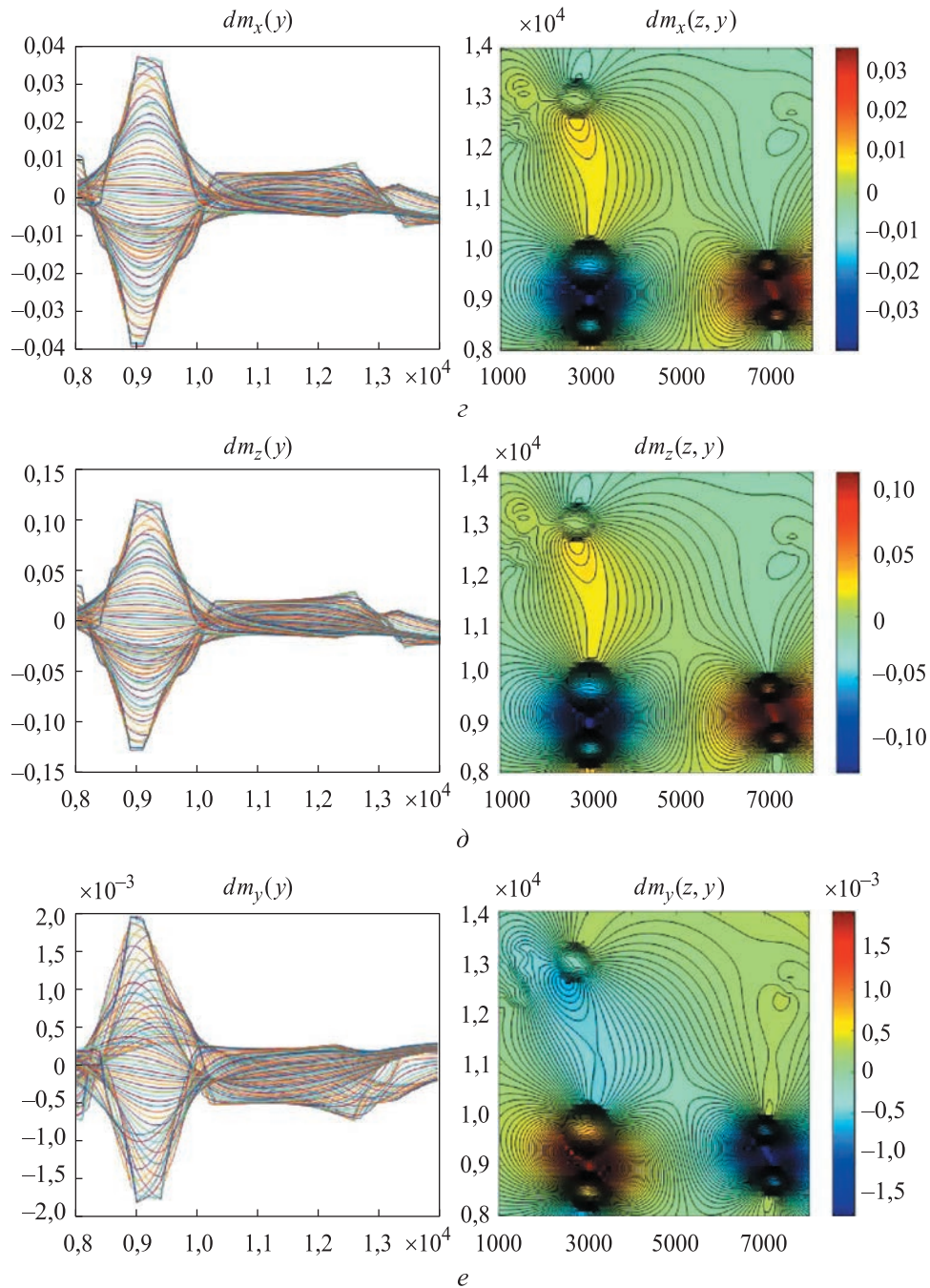


Рис. 11 (окончание). Приращения коэффициентов момента крена (z), момента тангажа (δ), момента рыскания (e)

Возмущающие силы и моменты имеют области концентрации обоих знаков. Развертки нагрузок по высоте (графики слева на рис. 11) демонстрируют наличие узкой (толщиной около 1000 м) области сильной турбулентности, что соответствует известным из практики толщинам зон высотных ТЯН.

Очень большие значения приращения коэффициента подъемной силы (рис. 11, б), причем как положительные (0,15), так и отрицательные (-0,2), делают самолет неуправляемым. Максимальные величины индуцированного момента крена 0,04 (рис. 11, г) сравнимы с располагаемыми управляющими значениями.

Из полученных результатов моделирования, в частности, видно, что приращение момента тангажа слишком велико (рис. 11, д) и что его нечем парировать. Это неминуемо приведет к «подхвату» самолета, забросу его на сверхкритические режимы и срыву в штопор.

Заключение. Созданный инженерный метод может быть использован для моделирования опасных ситуаций, связанных с попаданием самолета в КВС возмущенной атмосферы на крейсерском режиме, а также для поиска аэродинамических средств, обеспечивающих повышение уровня безопасности полета при попадании в зоны ТЯН.

Метод не моделирует конкретные ситуации хотя бы потому, что граничные условия с достаточной степенью подробности и достоверности никогда не известны. Однако он позволяет смоделировать гидродинамически правдоподобные ситуации, которые могут быть реализованы в качестве управляющих алгоритмов на пилотажных стендах и авиационных тренажерах для изучения происходящего и подготовки пилотов к внезапным и очень опасным ситуациям, связанным с попаданием в зоны ТЯН. В частности, эти воздействия всегда неожиданны и неповторимы, а воздействия на самолет соответствуют действительности, особенно на начальном этапе.

Модель может быть улучшена с применением прямых методов расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов в приближении сильных возмущений, включая большие углы атаки и отрывы потока, например, с использованием искусственных нейронных сетей (обучаемых аппроксиматоров) с обучающим множеством на базе рассчитанных заранее массивов данных.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Скорер Р. *Аэрогидродинамика окружающей среды*. Москва, Мир, 1980, 550 с.
- [2] *Space Aeronautics*, 1964, vol. 2, no. 2, pp. 60–69.
- [3] Dutton J.A. Effects of Turbulents on Aeronautical Systems. In: *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 11. Oxford N.Y., Toronto, 1970, pp. 67–109.
- [4] *Astronautics and Aeronautics*, 1967, II, vol. 5, no. 2, pp. 10–13.

- [5] Айрапетов А.Б., Вышинский В.В., Катунин А.В. Обтекание пролетных конструкций объездной дороги аэропорта Адлер и вопросы безопасности посадки. *Ученые записки ЦАГИ*, 2021, т. LI, № 6, с. 41–49.
- [6] Вышинский В.В., Зоан К.Т. Обтекание горного ландшафта в окрестности аэропорта Дананг атмосферным ветром и вопросы безопасности полета. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2021, т. 24, № 06, с. 27–41.
- [7] Vyshinsky V.V., Chinh D.C. Study of aerodynamic characteristics of an aircraft during approach to landing in a disturbed atmosphere. *Vietnam Journal of Mechanics*, 2022. DOI: 10.15625/0866-7136/16760
- [8] Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере (физические и математические модели). *Труды ЦАГИ. Вып. 2667*. Москва, ЦАГИ, 2005, 155 с.
- [9] Воеводин А.В., Вышинский В.В., Гайфуллин А.М., Свириденко Ю.Н. Эволюция струйно-вихревого следа за пассажирским самолетом. *Аэромеханика и газовая динамика*, 2003, № 4, с. 23–31.
- [10] Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Математическая модель эволюции вихревого следа за самолетом в турбулентной атмосфере. *Аэромеханика и газовая динамика*, 2003, № 3, с. 46–55.
- [11] Template-Irkut MS-21. *Aircraft*. URL: <https://3dwarehouse.sketchup.com/model/2d7562f5bf2c7f2da1d85548168d6015/Template-Irkut-MS-21-original-by-Saelin-WIP-2mb> (дата обращения 25.01.2021).

Статья поступила в редакцию 07.12.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Вышинский В.В., Зоан К.Т. Исследование аэродинамических характеристик самолета при попадании в зону турбулентности ясного неба и вопросы безопасности полета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 12.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-12-2235>

Вышинский Виктор Викторович — д-р техн. наук, профессор, главный научный сотрудник отделения «Аэродинамика самолетов и ракет» НИО-2 ЦАГИ.
e-mail: viktor.vyshinskiy@tsagi.ru

Зоан Конг Тьинь — аспирант кафедры «Прикладная механика и информатика» МФТИ. e-mail: doancongchinh@phystech.edu

Study of the aircraft aerodynamic characteristics at entering the clear-air turbulence zone and the flight safety issues

© V.V. Vyshinsky¹, C.C. Doan²

¹ Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, 140180, Russia

² Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University),
Dolgoprudny, 141701 Russia

Shear flows in the atmosphere lead to formation of the clear-air turbulence (CAT) zones. These zones are having the characteristic horizontal size of 20 km to 2000 km and may be less than 1000 m thick making it difficult to detect them and create effective systems to find the bypass routes. Intense CAT zones could appear at the altitudes of up to 30 km and higher. The main CAT feature lies in the fact that it occurs not in the clouds, but in the clear sky with good visibility, where meteorological radar is unable to detect it, and the flight crew is unable to get prepared. Every year, about 750 cases of the aircraft entering the CAT zones are registered in the global civil aviation. This work constructs a grid solution that simulates the large-scale atmospheric turbulence based on the atmospheric profiles taken from the experiment within the framework of the boundary value problem for the Reynolds-averaged Navier – Stokes equations. On the basis of the obtained solution and within the frames of the engineering method, coherent vortex structures (CVS) are formed, interaction with which, assuming the hypothesis of the perturbed speed frozen field, makes it possible to evaluate possible increments in the aerodynamic forces and moments and to simulate a situation of the aircraft entering the CAT zones.

Keywords: *coherent vortex structures in the atmosphere, clear-air turbulence, flight safety, boundary value problems for partial differential equations, Reynolds-averaged Navier – Stokes equations, discrete vortex method, panel methods*

REFERENCES

- [1] Scorer R.S. *Environmental aerodynamics*. Chichester, Ellis Horwood Ltd. Publ., 1978 [In Russ.: Scorer R.S. Aerogidrodinamika okruzhayushey sredy. Moscow, Mir Publ., 1980, 550 p.].
- [2] *Space Aeronautics*, 1964, vol. 2, no. 2, pp. 60–69.
- [3] Dutton J.A. Effects of Turbulents on Aeronautical Systems. In: *Progress in Aerospace Sciences*. Oxford N.Y. Toronto, 1970, vol. 11, pp. 67–109.
- [4] *Astronautics and Aeronautics*, 1967, II, vol. 5, no. 2, pp. 10–13.
- [5] Ayrapetov A.B., Vyshinskiy V.V., Katunin A.V. Obtekanie proletrykh konstruktivnykh obyedznoy dorogi aeroporta Adler i voprosy bezopasnosti posadki [Flow around the span structures of the Adler airport and landing safety issues]. *Uchenye zapiski TsAGI (TsAGI Scientific Notes)*, 2021, vol. LII, no. 6, pp. 41–49.
- [6] Vyshinsky V.V., Zoan K.T. Obtekanie gornogo landshafta v okrestnosti aeroporta Danang atmosferynym vetrom i voprosy bezopasnosti poleta [Atmospheric wind around the mountain landscape in the vicinity of Danang airport and flight safety issues]. *Nauchnyi vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2021, vol. 24, no. 06, pp. 27–41.
- [7] Vyshinsky V.V., Chinh D.C. Study of aerodynamic characteristics of an aircraft during approach to landing in a disturbed Atmosphere. *Vietnam Journal of Mechanics*, 2022. <https://doi.org/10.15625/0866-7136/16760>

- [8] Vyshinskiy V.V., Soudakov G.G. Vihrevoy sled samoleta v turbulentnoy atmosfere (fizicheskie i matematicheskie modeli) [The vortex wake of an aircraft in a turbulent atmosphere (physical and mathematical models)]. *Trudy TsAGI*, iss. 2667. Moscow, TsAGI Publ., 2005, 155 p.
- [9] Voevodin A.V., Vyshinsky V.V., Gaifullin A.M., Sviridenko Yu.N. Evolyutsiya struyno-vihrevogo sleda za passazhirskim samoletom [Evolution of civil aircraft jet-vortex wake]. *Aeromekhanika i gazovaya dinamika — Aeromechanics and Gas Dynamics*, 2003, no. 4, pp. 23–31.
- [10] Vyshinsky V.V., Sudakov G.G. Matematicheskaya model evolyutsii vihrevogo sleda za samoletom v turbulentnoy atmosfere [Mathematical model of the evolution of the vortex wake behind an aircraft in a turbulent atmosphere]. *Aeromekhanika i gazovaya dinamika — Aeromechanics and Gas Dynamics*, 2003, no. 3, pp. 46–55.
- [11] Template-Irkut MS-21. *Aircraft*. Available at: <https://3dwarehouse.sketchup.com/model/2d7562f5bf2c7f2da1d85548168d6015/Template-Irkut-MS-21-original-by-Saelin-WIP-2mb> (accessed January 25, 2021).

Vyshinsky V.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Chief Researcher, Department of Aerodynamics of Aircraft and Rockets, NIO-2 TsAGI. Research interests: mechanics of fluid, gas and plasma, mathematical simulation, numerical methods and program complexes. e-mail: viktor.vyshinskiy@tsagi.ru

Doan Cong Chinh, PG, Department of Applied Mechanics and Informatics, MIPT. Research interests: fluid and gas mechanics, aerodynamic calculation technique, mathematical simulation. e-mail: doancongchinh@phystech.edu